



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 111902019 A

(43) 申请公布日 2020. 11. 06

(21) 申请号 202010686600.3

(22) 申请日 2020.07.16

(71) 申请人 上海无线电设备研究所
地址 200233 上海市闵行区中春路1555号

(72) 发明人 高林星 魏颖 李前 丰超
王炳琪 陈曦 张静 翁孚达

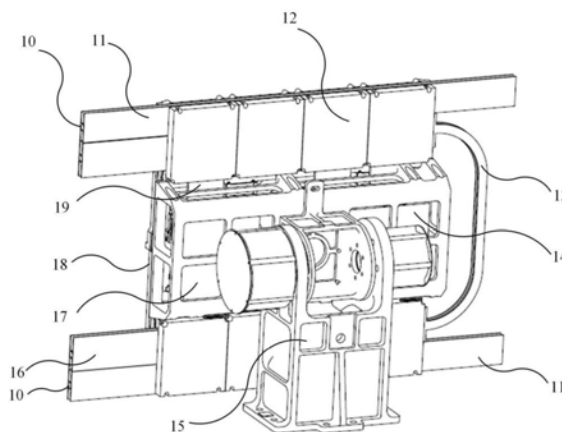
(74) 专利代理机构 上海元好知识产权代理有限公司 31323
代理人 章丽娟 周乃鑫

(51) Int. Cl.
H05K 7/20 (2006.01)
H01Q 1/00 (2006.01)

权利要求书1页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称
一种星载相控阵雷达的热控装置

(57) 摘要
本发明公开了一种星载相控阵雷达的热控装置,包括:热管网络;所述热管网络设置在相控阵雷达的组件与雷达天线之间,其用于将所述相控阵雷达的组件内部产生的热量排散至外空间。本发明既解决了在空间环境中星载相控阵雷达因受到的外热流不同而引起的各组件温度相差较大的问题,又解决了星载相控阵雷达发热组件的散热问题,从而严格控制各组件热变形,保证星载相控阵雷达的有效运行,进而提高了星载相控阵雷达工作的可靠性。



1. 一种星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,包括:热管网络;
所述热管网络设置在相控阵雷达的组件与雷达天线(18)之间,其用于将所述相控阵雷达的组件内部产生的热量排散至外空间。
2. 如权利要求1所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,所述热管网络包含:
第一热管(10),其设置在所述相控阵雷达的组件中的T/R组件(12)与所述雷达天线(18)之间,用于将所述相控阵雷达的组件产生的热量排散至外空间;
第二热管(13),其设置在所述相控阵雷达的组件中的T/R组件(12)与所述雷达天线(18)之间,用于均衡所述T/R组件(12)的温度且将所述相控阵雷达的组件产生的热量排散至外空间;以及
第三热管(19),其设置在所述相控阵雷达的组件中的二次电源(14)与所述雷达天线(18)以及收发组件(17)与所述雷达天线(18)之间,且所述第三热管(19)与所述T/R组件(12)进行连接,以使所述二次电源(14)和所述收发组件(17)产生的热量经所述T/R组件(12)传递到所述第二热管(13)和所述第一热管(10)上。
3. 如权利要求1所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,
所述热管网络与所述相控阵雷达的组件、所述雷达天线(18)的接触面处分别涂覆导热材料。
4. 如权利要求2所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,所述热管网络还包括:第一散热翅片(11)和第二散热翅片(16);
所述第一散热翅片(11)设置在所述第一热管(10)的表面;
所述第二散热翅片(16)设置在所述第二热管(13)的表面;
所述第一散热翅片(11)和所述第二散热翅片(16)伸出至所述雷达天线(18)包络的范围外。
5. 如权利要求4所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,所述第一散热翅片(11)和所述第二散热翅片(16)伸出所述雷达天线(18)包络范围的长度由所述相控阵雷达需要的散热面的面积确定,且满足下列条件:所述第一散热翅片(11)和所述第二散热翅片(16)的宽度一定时,所述相控阵雷达需要的散热面的面积越大,所述第一散热翅片(11)和所述第二散热翅片(16)伸出所述雷达天线(18)包络范围的长度则越长。
6. 如权利要求2所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,
所述第一热管(10)的水平剖面呈一字型;
所述第二热管(13)的水平剖面呈U型。
7. 如权利要求4所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,所述雷达天线(18)的雷达天线阵面和伸出所述雷达天线(18)包络范围的所述第一散热翅片(11)及所述第二散热翅片(16)的表面构成雷达散热面。
8. 如权利要求7所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,所述雷达散热面涂覆有表面涂层。
9. 如权利要求8所述的星载相控阵雷达的热控装置,其特征在于,所述表面涂层包含:
分别涂覆在所述第一散热翅片(11)和所述第二散热翅片(16)的表面的二次表面镜型涂层,以及
喷涂在所述雷达天线(18)的雷达天线阵面上的热控白漆(23)。

一种星载相控阵雷达的热控装置

技术领域

[0001] 本发明涉及星载相控阵雷达技术领域,尤其涉及一种星载相控阵雷达的热控装置。

背景技术

[0002] 卫星有效载荷的热控设计主要是通过设计合理的散热通道,控制载荷内部与外部环境的热交换,使载荷上仪器设备的运行工况处于允许的温度范围内。热控设计的主要任务就是将载荷内部热量排散到外空间并减少对外部热流吸收,而在空间环境中,载荷通常会受到太阳辐照、地球红外辐射和地球反照三种主要外热流的影响,外热流的大小则取决于载荷与地球以及太阳的位置关系。

[0003] 相控阵雷达由相控阵雷达天线、T/R组件、收发组件和二次电源组成,其中T/R组件是相控阵雷达天线实现收发功能的功率模块,也是产生热量最集中的部件。随着相控阵雷达天线输出功率的增加,各组件的热耗也在增加,为了保证相控阵雷达的正常工作,必须采取相应的散热措施。

[0004] 目前,机载相控阵雷达的散热手段主要为强迫风冷或强迫液冷。中国专利号“CN 103188921 A”公布了一种机载相控阵雷达天线的散热装置,该装置通过热管和液冷冷板实现T/R组件的高效换热,但该装置结构复杂,可靠性低,难以应用于空间环境中星载相控阵雷达的散热。

[0005] 卫星有效载荷热控的方法分为主动热控和被动热控。主动热控是一种闭环控制,被控对象的温度可以反馈到热控系统上。主动热控通常包括温度敏感器、电加热器、热控开关等,优点在于温度调节精度高、对外部变化反应灵活,但寿命和可靠性受限制,质量成本和能耗也较大。被动热控是一种开环控制,在控制过程中被控对象的温度无反馈动作,通常采用具有一定热物理性能的结构材料、表面涂层、隔热材料、热管等措施合理安排载荷内部与空间环境之间的热传递,优点在于技术简单,运行可靠,工作寿命长。

发明内容

[0006] 本发明的目的在于提供一种星载相控阵雷达的热控装置,采用被动热控的设计思想,解决在空间环境中星载相控阵雷达发热组件的散热问题。

[0007] 为了达到上述目的,本发明通过以下技术方案实现:

[0008] 一种星载相控阵雷达的热控装置,包括:热管网络。

[0009] 所述热管网络设置在相控阵雷达的组件与雷达天线之间,其用于将所述相控阵雷达的组件内部产生的热量排散至外空间。

[0010] 优选地,所述热管网络包含:

[0011] 第一热管,其设置在所述相控阵雷达的组件中的T/R组件与所述雷达天线之间,用于将所述相控阵雷达的组件产生的热量排散至外空间;

[0012] 第二热管,其设置在所述相控阵雷达的组件中的T/R组件与所述雷达天线之间,用

于均衡所述T/R组件的温度且将所述相控阵雷达的组件产生的热量排散至外空间;以及

[0013] 第三热管,其设置在所述相控阵雷达的组件中的二次电源与所述雷达天线以及收发组件与所述雷达天线之间,且所述第三热管与所述T/R组件进行连接,以使所述二次电源和所述收发组件产生的热量经所述T/R组件传递到所述第二热管和所述第一热管上。

[0014] 优选地,所述热管网络与所述相控阵雷达的组件、所述雷达天线的接触面处分别涂覆导热材料。

[0015] 优选地,所述热管网络还包括:第一散热翅片和第二散热翅片;

[0016] 所述第一散热翅片设置在所述第一热管的表面;

[0017] 所述第二散热翅片设置在所述第二热管的表面;

[0018] 所述第一散热翅片和所述第二散热翅片伸出至所述雷达天线包络的范围外。

[0019] 优选地,所述第一散热翅片和所述第二散热翅片伸出所述雷达天线包络范围的长度由所述相控阵雷达需要的散热面的面积确定,且满足下列条件:所述第一散热翅片和所述第二散热翅片的宽度一定时,所述相控阵雷达需要的散热面的面积越大,所述第一散热翅片和所述第二散热翅片伸出所述雷达天线包络范围的长度则越长。

[0020] 优选地,所述第一热管的水平剖面呈一字型;

[0021] 所述第二热管的水平剖面呈U型。

[0022] 优选地,所述雷达天线的雷达天线阵面和伸出所述雷达天线包络范围的所述第一散热翅片及所述第二散热翅片的表面构成雷达散热面。

[0023] 优选地,所述雷达散热面涂覆有表面涂层。

[0024] 优选地,所述表面涂层包含:

[0025] 分别涂覆在所述第一散热翅片和所述第二散热翅片的表面的二次表面镜型涂层,以及

[0026] 喷涂在所述雷达天线的雷达天线阵面上的热控白漆。

[0027] 本发明与现有技术相比至少具有以下优点之一:

[0028] 本发明提供一种星载相控阵雷达的热控装置,解决了在空间环境中星载相控阵雷达发热组件的散热问题,从而严格控制各组件热变形,保证星载相控阵雷达的有效运行,进而提高了星载相控阵雷达工作的可靠性。

[0029] 本发明中的热管网络解决了星载相控阵雷达在运动过程中因受到的外热流不同而引起的各组件温度相差较大的问题,可以将低温组件作为高温组件的热沉;并且热管网络具有单独设计、结构简单、拆卸方便、可靠性高的优点。

[0030] 本发明中的散热面采用了散热翅片作为扩展散热面,解决了因单独安装散热面所带来的结构复杂和重量增加的问题。

附图说明

[0031] 图1是本发明一实施例提供的一种星载相控阵雷达的系统装配图;

[0032] 图2是本发明一实施例提供的一种星载相控阵雷达的热控装置的热管网络示意图;

[0033] 图3是本发明一实施例提供的一种星载相控阵雷达的T/R组件功率芯片的散热设计示意图;

[0034] 图4是本发明一实施例提供的一种星载相控阵雷达的热控装置的第一热管和第一散热翅片模型图；

[0035] 图5是本发明一实施例提供的一种星载相控阵雷达的热控装置的表面涂层位置示意图；

[0036] 图6是本发明一实施例提供的一种星载相控阵雷达的热控装置的系统散热原理图；

[0037] 附图标记说明：

[0038] 10-第一热管；11-第一散热翅片；12-T/R组件；13-第二热管；14-二次电源；15-机构；16-第二散热翅片；17-收发组件；18-雷达天线；19-第三热管；20-功耗器件；21-T/R组件壳体；22-铈玻璃镀银二次表面镜(OSR)；23-热控白漆；24-铝箔；25-导热硅脂。

具体实施方式

[0039] 以下结合附图和具体实施方式对本发明提出的一种星载相控阵雷达的热控装置作进一步详细说明。根据下面说明，本发明的优点和特征将更清楚。需要说明的是，附图采用非常简化的形式且均使用非精准的比例，仅用以方便、明晰地辅助说明本发明实施方式的目的。为了使本发明的目的、特征和优点能够更加明显易懂，请参阅附图。须知，本说明书所附图式所绘示的结构、比例、大小等，均仅用以配合说明书所揭示的内容，以供熟悉此技术的人士了解与阅读，并非用以限定本发明实施的限定条件，故不具技术上的实质意义，任何结构的修饰、比例关系的改变或大小的调整，在不影响本发明所能产生的功效及所能达成的目的下，均应仍落在本发明所揭示的技术内容能涵盖的范围内。

[0040] 需要说明的是，在本文中，诸如第一和第二等之类的关系术语仅仅用来将一个实体或者操作与另一个实体或操作区分开来，而不一定要求或者暗示这些实体或操作之间存在任何这种实际的关系或者顺序。而且，术语“包括”、“包含”或者其任何其他变体意在涵盖非排他性的包含，从而使得包括一系列要素的过程、方法、物品或者设备不仅包括那些要素，而且还包括没有明确列出的其他要素，或者是还包括为这种过程、方法、物品或者设备所固有的要素。在没有更多限制的情况下，由语句“包括一个……”限定的要素，并不排除在包括所述要素的过程、方法、物品或者设备中还存在另外的相同要素。

[0041] 结合附图1~6所示，本实施例提供的一种星载相控阵雷达的热控装置，包括：热管网络。

[0042] 所述热管网络设置在相控阵雷达的组件与雷达天线18之间，其用于将所述相控阵雷达的组件内部产生的热量排散至外空间。

[0043] 请继续参考图1至图4，所述热管网络包含：第一热管10，其设置在所述相控阵雷达的组件中的T/R组件12与所述雷达天线18之间，用于将所述相控阵雷达的组件产生的热量排散至外空间；第二热管13，其设置在所述相控阵雷达的组件中的T/R组件12与所述雷达天线18之间，用于均衡所述T/R组件12的温度且将所述相控阵雷达的组件产生的热量排散至外空间；以及第三热管19，其设置在所述相控阵雷达的组件中的二次电源14与所述雷达天线18以及收发组件17与所述雷达天线18之间，且所述第三热管19与所述T/R组件12进行连接，以使所述二次电源14和所述收发组件17产生的热量经所述T/R组件12传递到所述第二热管13和所述第一热管10上。

[0044] 可以理解的是,在一些其他的实施例中,所述热管网络还包括:第一散热翅片11和第二散热翅片16;所述第一散热翅片11设置在所述第一热管10的表面;所述第二散热翅片16设置在所述第二热管13的表面;所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16伸出至所述雷达天线18包络的范围外。

[0045] 在一些实施例中,所述第一热管10的水平剖面呈一字型;所述第二热管13的水平剖面呈U型。

[0046] 具体的,所述热管网络中所述第一热管10、所述第二热管13和所述第三热管19的数量可以分别为若干个;所述第一热管10和所述第二热管13通过螺钉分别固定在T/R组件壳体21上,所述第三热管19通过螺钉分别固定在所述二次电源14和所述收发组件17的壳体上,但本发明不以此为限。

[0047] 在本实施例中,所述热管网络包括两个所述第一热管10、一个所述第二热管13和三个所述第三热管19;其中每一所述第一热管10对应固定在每一排所述T/R组件壳体21上,所述第二热管13对称固定在两排所述T/R组件壳体21上,以消除两排所述T/R组件12因外热流不同而出现的温度差,使低温组件成为高温组件的热沉。优选地,所述第一热管10和所述第二热管13与所述T/R组件12耦合部位的宽度不应超出所述T/R组件12的宽度。

[0048] 具体的,所述第一热管10、所述第二热管13和所述第三热管19可以为两端封闭的中空管;所述中空管的管体内可以填充换热材料,以促进所述相控阵雷达的组件的热量传递,但本发明不以此为限。

[0049] 在本实施例中,所述第一热管10选用长直管,其中心直径为8.5mm;所述第二热管13选用U型管,其中心直径为8.5mm;所述第三热管19选用扁平管,其厚度为4mm,长度为210mm,宽度50mm;所述第一热管10、所述第二热管13和所述第三热管19的管体内部填充的换热材料均为液氨。

[0050] 具体的,在一些其他的实施例中,所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16皆可以包含若干层散热片,且所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16的水平面与所述雷达天线16的水平面平行,但本发明不以此为限。

[0051] 在本实施例中,所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16分别包含两层散热片,每一层散热片的厚度为1.5mm,宽度为50mm,材料为铝合金A6061。优选地,所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16均需要削掉自身散热片的一部分(如图4所示),用以提供所述第一热管10、所述第二热管13与所述T/R组件12的安装位置以及所述T/R组件12和所述雷达天线18的安装位置。

[0052] 请参考图6,所述热管网络与所述相控阵雷达的组件、所述雷达天线18的接触面处分别涂覆导热材料。

[0053] 具体的,在一些实施例中,所述热管网络与所述T/R组件12、所述二次电源14和所述收发组件17的接触面处分别垫有钢箔24,用于降低接触热阻;所述热管网络与所述雷达天线18的接触面处涂覆导热硅脂25,用于降低接触热阻,但本发明不以此为限。

[0054] 请同时参考图1和图5,可以理解的是,在一些其他实施例中,所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16伸出所述雷达天线18包络范围的长度由所述相控阵雷达需要的散热面的面积确定,且满足下列条件:所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16的宽度一定时,所述相控阵雷达需要的散热面的面积越大,所述第一散热翅片11和所述第二散热翅

片16伸出所述雷达天线18包络范围的长度则越长。例如：所述相控阵雷达需要的散热面的面积为 160000mm^2 ，其中需要所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16提供的散热面积为 69000mm^2 ，则所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16伸出所述雷达天线18包络范围的长度皆为230mm。

[0055] 在一些实施例中，所述雷达天线18的雷达天线阵面和伸出所述雷达天线18包络范围的所述第一散热翅片11及所述第二散热翅片16的表面构成雷达散热面。

[0056] 具体的，所述相控阵雷达需要的散热面的面积可以根据所述相控阵雷达的组件产生的热量、所述相控阵雷达所处位置受到的空间外热流以及所述相控阵雷达的组件的各功耗器件工作时的温升要求进行确定，但本发明不以此为限。

[0057] 具体的，在一些实施例中，伸出所述雷达天线18包络范围的所述第一散热翅片11及所述第二散热翅片16的表面为扩展散热面，且作为主要散热面；所述雷达天线18的雷达天线阵面作为次要散热面，但本发明不以此为限。

[0058] 请同时参考图5和图6，在一些其他实施例中，所述雷达散热面涂覆有表面涂层。

[0059] 可以理解的是，在一些实施例中，所述表面涂层包含：分别涂覆在所述第一散热翅片11和所述第二散热翅片16的表面的二次表面镜型涂层，以及喷涂在所述雷达天线18的雷达天线阵面上的热控白漆23。

[0060] 具体的，所述表面涂层用于提高所述雷达散热面的散热效率，且所述表面涂层与所述雷达散热面可以形成高效的散热通道，便于将所述相控阵雷达的组件产生的热量辐射到外空间。

[0061] 在本实施例中，所述二次表面镜型涂层可以选用铈玻璃镀银二次表面镜(OSR) 22，所述热控白漆23型号为KS-Z。

[0062] 请继续参考图6，在本实施例中，每一所述相控阵雷达的组件可以由若干个电子单机组成，所述电子单机内部产生的热量可以通过热管网络进行传导换热，并最终通过由所述雷达散热面与所述表面涂层构成的散热通道将产生的热量辐射散热至外空间；相控阵雷达在外空间环境中还会受到太阳辐照、地球反照和地球红外三种主要外热流的影响，所述相控阵雷达的组件则会因受到的外热流不同而出现组件温差较大的问题，所述热管网络的传导换热性能可以均衡所述相控阵雷达的组件的温度，使温度较低的组件成为温度较高的组件的热沉。

[0063] 另外，在本实施例中，所述相控阵雷达的组件包括所述T/R组件12、所述二次电源14和所述收发组件17；所述T/R组件12通过螺钉对应固定在所述雷达天线18的第一端和第二端；所述二次电源14和所述收发组件17分别通过螺钉固定在所述雷达天线18的第一端和第二端之间，且所述二次电源14和所述收发组件17并排设置；优选地，每一所述相控阵雷达的组件的功耗器件20皆靠近其壳体处安装，从而使所述功耗器件20安装位置与所述热管网络的安装位置相接近，以便于所述热管网络将所述功耗器件20产生的热量导出。所述T/R组件12、所述二次电源14、所述收发组件17以及所述雷达天线18皆通过机构15固定在卫星上。

[0064] 综上所述，本实施例提供了一种星载相控阵雷达的热控装置，热管网络连接不同位置的相控阵雷达组件，利用热管的高导热性能能够均衡各组件的温度，解决星载相控阵雷达在运动过程中因不同组件受到的外热流不同而导致的温差较大的问题，使温度较低的组件成为温度较高的组件的热沉；各组件内部产生的热量能够通过热管网络导出到雷达散热

面上,雷达散热面与表面涂层构成高效的散热通道,将热量辐射到外空间。

[0065] 尽管本发明的内容已经通过上述优选实施例作了详细介绍,但应当认识到上述的描述不应被认为是对本发明的限制。在本领域技术人员阅读了上述内容后,对于本发明的多种修改和替代都将是显而易见的。因此,本发明的保护范围应由所附的权利要求来限定。

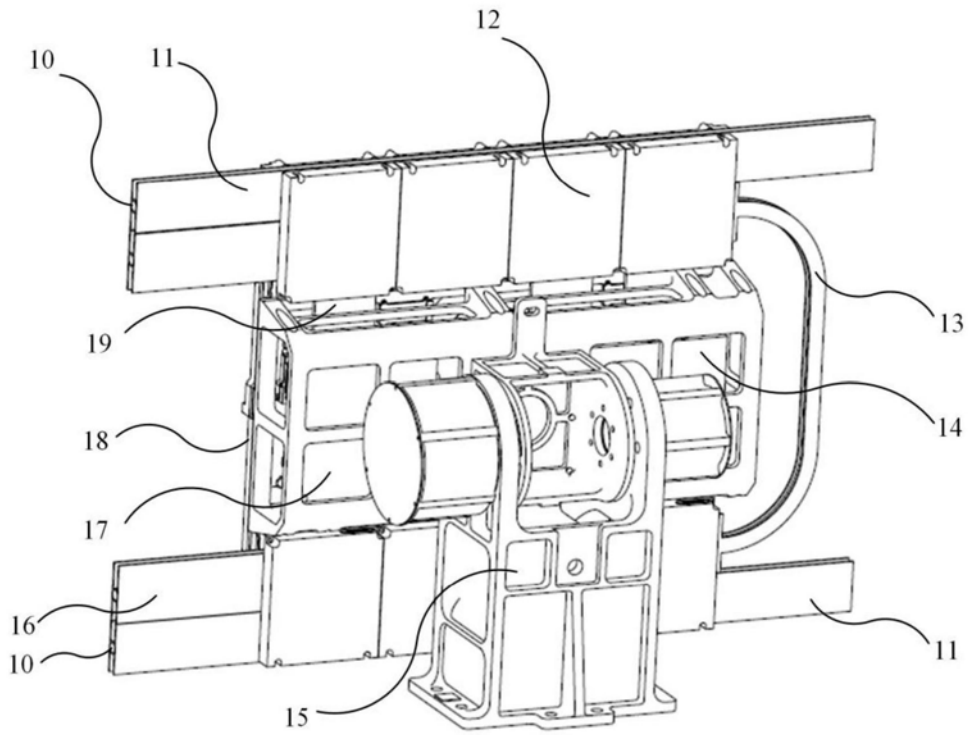


图1

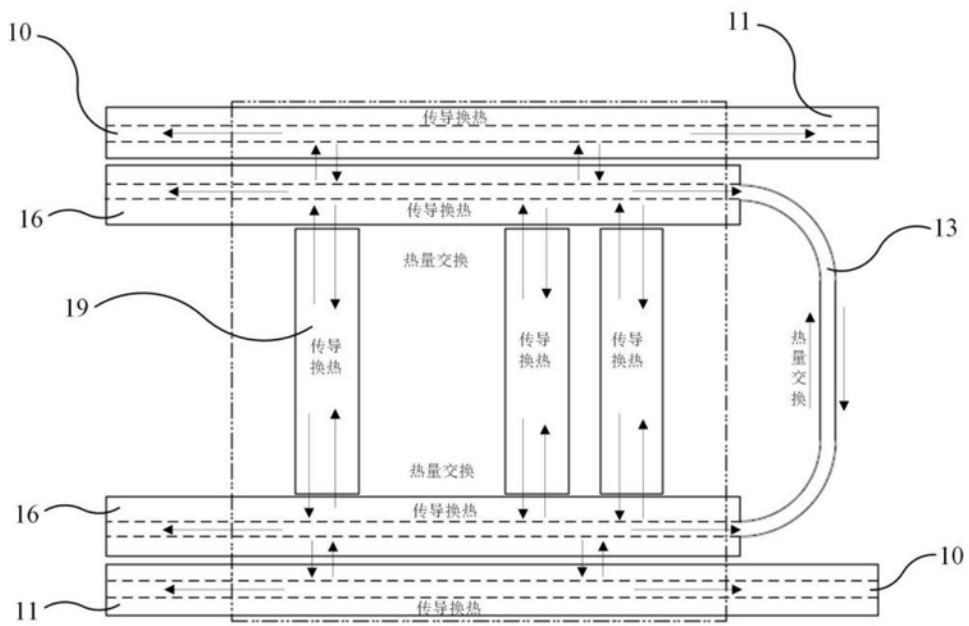


图2

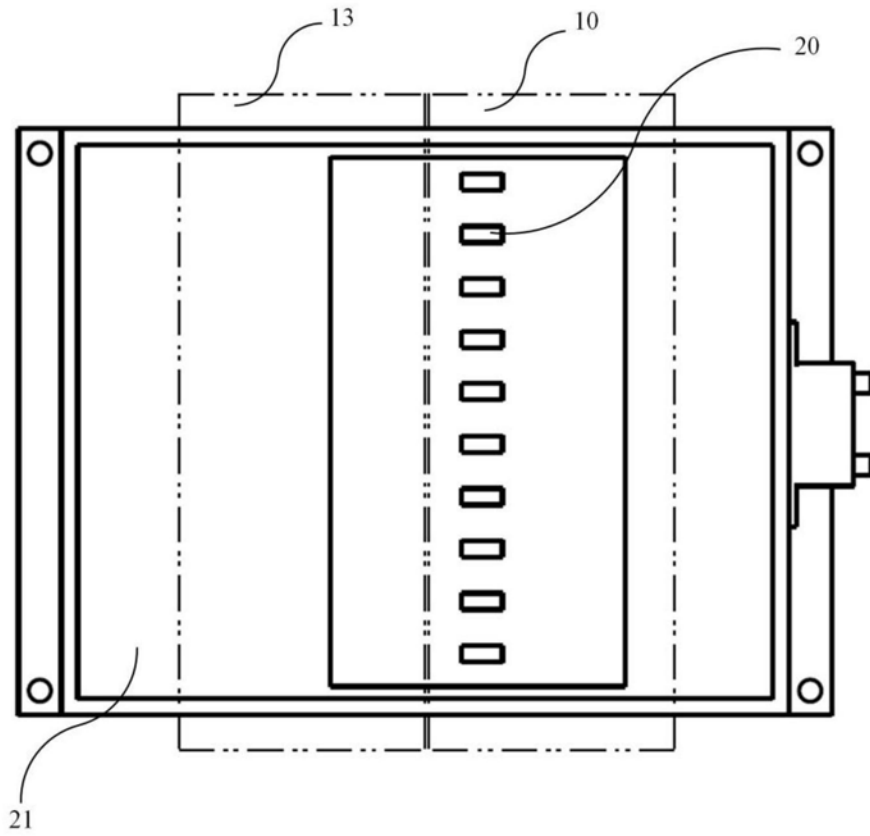


图3

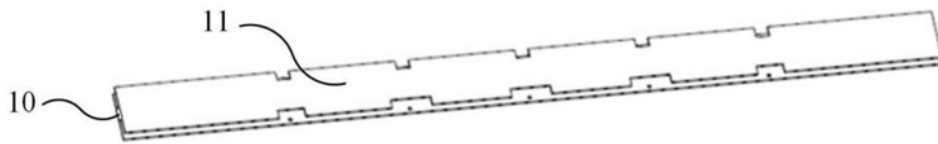


图4

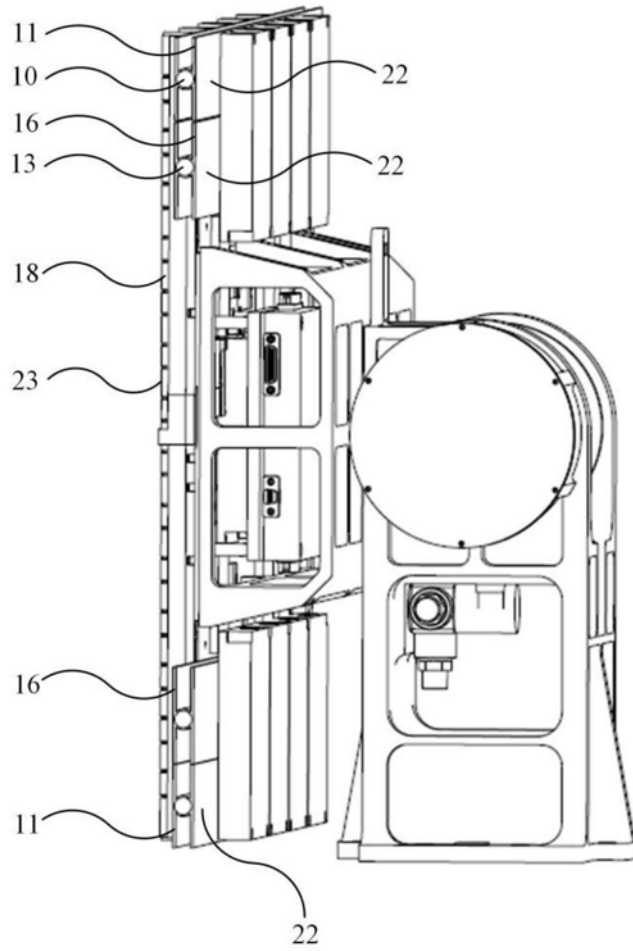


图5

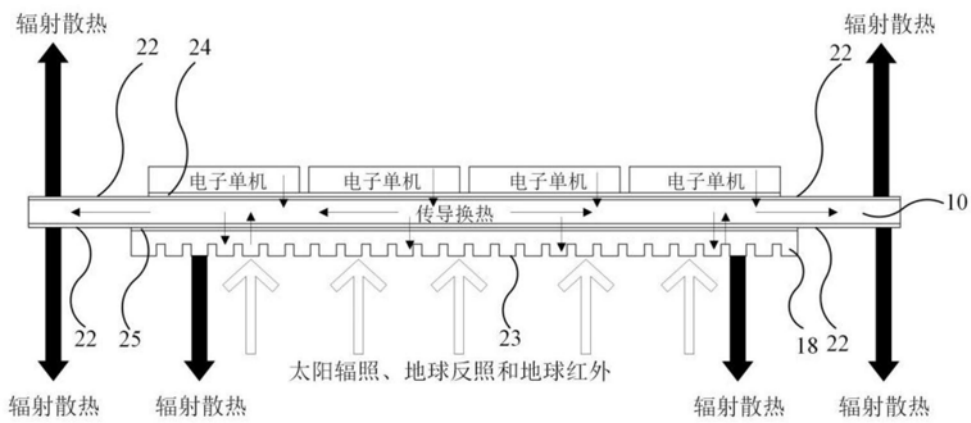


图6